

Министерство науки, высшей школы
и технической политики Российской Федерации

Самарский государственный аэрокосмический
университет имени академика С.П.Королева

В.С.К о н д р у с е в

РАКЕТНЫЕ ТОПЛИВА

Учебное пособие

Самара 1993

УДК 629.7.036

Ракетные топлива: Учеб. пособие/В.С.К о н д-
р у с е в; Самар. аэрокосм. ун-т. Самара, 1993.
54 с. ISBN 5-230-16931-1

Рассматриваются основные виды и характеристики наиболее распространенных ракетных топлив; излагаются перспективные направления совершенствования топлив и приводятся данные по некоторым топливным компонентам и композициям, признаваемым перспективными для двигателей, которые разрабатываются в настоящее время или планируются к разработке. Материал, излагаемый в данном пособии, является разделом курса "Теория и расчет двигателей летательных аппаратов".

Предназначено для самостоятельного изучения студентами, может также использоваться при выполнении курсовых работ и дипломных проектов. Выполнено на кафедре ТДЛА.

Табл. 6. Ил. 5. Библиогр.: 14 назв.

Печатается по решению редакционно-издательского совета Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П.Королева

Рецензенты: И.С.З а г у з о в, В.Н.О р л о в

ISBN 5-230-16931-1



Самарский аэрокосмический университет, 1993

Основные сокращения, условные обозначения,
индексы

Сокращения

- ГРД - гибридный ракетный двигатель
ЖРД - жидкостный ракетный двигатель
ЖРТ - жидкое ракетное топливо
РД - ракетный двигатель
РДТТ - ракетный двигатель твердого топлива
ТРТ - твердое ракетное топливо

Условные обозначения

- α - коэффициент избытка окислителя
 ε - степень расширения
 g - массовая доля
 H_u - низшая удельная теплота сгорания
 J_y - удельный импульс
 K_m, K_{m0} - массовое и массовое стехиометрическое соотношения
компонентов топлива
 K_v - объемное соотношение компонентов топлива
 π - массовый расход
 μ - молекулярная масса

- ρ - давление
 R_0, R - универсальная и удельная газовые постоянные
 ε - объемная доля
 ρ - плотность
 T - температура
 V - объемный расход
 W_a - скорость газа на выходе из сопла

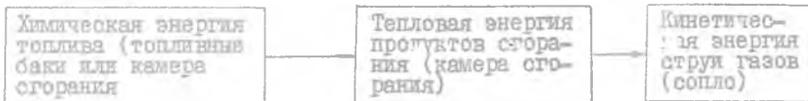
Индексы

- Γ - горючее
 ж - жидкость
 κ - камера
 O - окислитель
 n - в пустоте
 T - топливо

I. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О РАКЕТНЫХ ТОПЛИВАХ

Основное назначение ракетного двигателя — создание тяги за счет выброса высокоскоростной струи газа из сопла. Кинетическая энергия струи, истекающей из сопла, может быть получена в результате преобразования в двигателе химической, ядерной, электрической или других видов энергии. Наибольшее распространение в настоящее время получили ракетные двигатели, использующие химическую энергию. Носителем энергии в них являются химические топлива. При этом источник энергии и рабочее тело совмещены, т.е. энергия, выделяемая топливом, сообщается продуктам его реакции. Рассмотрим основные характеристики и особенности применения химических ракетных топлив посвященное настоящее пособие.

Химическая энергия высвобождается в результате экзотермических реакций, т.е. реакций, проходящих с выделением тепла. Выделяющееся тепло идет на подогрев продуктов реакций, т.е. на подогрев рабочего тела. Таким образом, процесс преобразования энергии в химических ракетных двигателях происходит по следующей схеме:



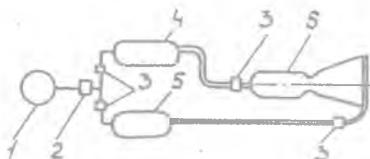
Химические топлива по своему фазовому состоянию подразделяются на твердые, жидкие и газообразные. Наибольшее распространение получили первые два вида топлив, которые находят применение соответственно:

- в РДТТ — ракетных двигателях твердого топлива;
- в ЖРД — жидкостных ракетных двигателях.

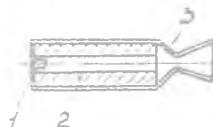
Меньшее распространение получили ГРД — гибридные ракетные двигатели, в которых используются топливные компоненты в различном фазовом состоянии.

Топлива, хранящиеся в газообразном виде в соответствующих емкостях, чаще всего применяются во вспомогательных двигателях и агрегатах, но в то же время весьма распространены конструкции двигателей, обеспечивающие газификацию жидкого топлива перед подачей его в камеру сгорания.

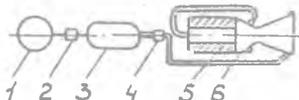
Схемы трех основных типов ракетных двигателей на химическом топливе с указанием места хранения топлива представлены на рис. I.1, I.2 и I.3.



Р и с. I.1. Схема ЖРД с вытеснительной системой топливоподачи: 1 - аккумулятор давления; 2 - редуктор давления; 3 - органы автоматики; 4 - бак жидкого окислителя; 5 - бак жидкого горючего; 6 - камера двигателя



Р и с. I.2. Схема РДТТ: 1 - воспламенитель; 2 - заряд твердого топлива; 3 - камера двигателя



Р и с. I.3. Схема ГРД: 1 - аккумулятор давления; 2 - редуктор давления; 3 - бак жидкого компонента; 4 - дроссель; 5 - заряд твердого компонента; 6 - камера двигателя

Характеристики, особенности применения и требования, предъявляемые к топливам ЖРД, РДТТ и ГРД существенно отличаются и поэтому материал по каждому из указанных трех видов топлива излагается в соответствующем разделе пособия.

2. ЖИДКИЕ РАКЕТНЫЕ ТОПЛИВА

2.1. Классификация жидких ракетных топлив. понятия компонентов топлива. горючего и окислителя

Жидким ракетным топливом (ЖРТ) называется вещество или совокупность веществ, способных в результате экзотермических реакций образовывать высокотемпературные продукты, создающие реактивную силу при их истечении из сопла.

По своему назначению ЖРТ подразделяются на основные, пусковые и вспомогательные.

Основные жидкие ракетные топлива служат для получения всей или основной доли тяги. Эти топлива с помощью системы топливоподачи вводят непосредственно в камеру сгорания ЖРД.

Пусковое жидкое топливо используется для химического воспламенения основного топлива в камере сгорания, если последнее не способно к самовоспламенению при контакте горючего и окислителя. Пусковое топливо используется только на этапе запуска двигателя.

Вспомогательное жидкое топливо — это топливо, отличное от основного и применяемое только для вспомогательных целей, например, для образования продуктов газогенерации, на которых могут работать турбина, рулевые сопла и другие агрегаты, не создающие непосредственно основной доли тяги двигателя.

Основные топлива могут состоять из нескольких компонентов. Различают одно-, двух- и трехкомпонентные (многокомпонентные) топлива.

Компонентом жидкого ракетного топлива (компонентом топлива) называют отдельно хранимую и подводимую к камере ЖРД составляющую жидкого топлива. Компонент топлива может состоять из одного вещества или смеси индивидуальных химических веществ.

Однокомпонентное (унитарное) топливо — это топливо, которое подается в двигатель в виде одной жидкости. Последняя может представлять собой индивидуальное вещество, или однородную механическую смесь, или раствор различных веществ.

Наибольшее распространение в ЖРД получили двухкомпонентные

топлива, компонентами которых являются горючее и окислитель, вступающие в камеру сгорания в реакцию горения (окисления).

Окислитель и горючее в общем случае являются сложными соединениями, в состав которых могут входить как горючие, так и окислительные элементы. К горючим элементам относятся водород H , углерод C , бор B , алюминий Al , литий Li , бериллий Be и др. Окислительными элементами являются фтор F , кислород O , хлор Cl , бром Br и другие. Фтор и кислород значительно превосходят по эффективности другие окислительные элементы.

Горючим называется такое вещество, которое, независимо от того, содержится в нем окислительные элементы или нет, требует для полного окисления своих горючих элементов окислителя извне. В качестве примера сложного горючего можно назвать этиловый спирт C_2H_5OH . Как видно из формулы, в его состав, помимо горючих элементов, входит окислитель — кислород.

Окислителем называется такое вещество, в котором хотя и могут быть горючие элементы, но окисляющих элементов значительный избыток, так что при полном окислении его собственных горючих элементов остаются свободные окислительные элементы, которые могут быть использованы для окисления другого горючего. Примером сложного окислителя может служить азотная кислота HNO_3 , которая, помимо окислителя, содержит горючий элемент — водород и нейтральное вещество — азот.

Доли окислителя и горючего в топливе определяют так называемым соотношением компонентов

$$K_m = \frac{m_o}{m_r} \quad (2.1)$$

т.е. отношением массовых расходов окислителя и горючего. В некоторых случаях используется объемное соотношение компонентов — отношение объемных расходов окислителя и горючего

$$K_v = \frac{V_o}{V_r} \quad (2.2)$$

Связь между массовым и объемным соотношениями компонентов определяется зависимостью

$$K_m = K_v \frac{\beta_o}{\beta_r} \quad (2.3)$$

где ρ_o и ρ_r — соответственно плотности окислителя и горючего

При этом массовые и объемные доли компонентов топлива будут определяться следующими зависимостями:

$$g_o = \frac{K_m}{1 + K_m}, \quad g_r = \frac{1}{1 + K_m}, \quad (2.4)$$

$$z_o = \frac{K_v}{1 + K_v}, \quad z_r = \frac{1}{1 + K_v}. \quad (2.5)$$

Соотношение компонентов в топливе может характеризоваться также коэффициентом избытка окислителя

$$\alpha = \frac{K_m}{K_{m_0}} = \frac{K_v}{K_{v_0}}. \quad (2.6)$$

Здесь K_{m_0} и K_{v_0} — соответственно массовое и объемное стехиометрическое соотношения компонентов.

Стехиометрическое соотношение компонентов — это такое соотношение, при котором в процессе сгорания топлива обеспечивается теоретически полное использование горючего и окислителя с полным окислением горючих элементов (например, углерода C до CO_2 , водорода H до H_2O и т.п.). При этом предполагается полное использование валентностей химических элементов. Для конкретной топливной пары стехиометрическое соотношение компонентов является постоянной величиной. В действительных условиях состав продуктов сгорания существенно отличается от теоретического (стехиометрического) и поэтому стехиометрическое соотношение компонентов не обеспечивает, как правило, оптимальности рабочего процесса двигателя и его характеристик.

Современные трехкомпонентные топлива состоят из окислителя и двух горючих, хотя теоретически возможны и другие варианты. Третьим компонентом являются, как правило, легкие металлы или металло — содержащие соединения, подаваемые тем или иным способом в камеру сгорания в порошкообразном виде.

Жидкие ракетные топлива классифицируются также по некоторым эксплуатационным признакам. По уровню температур кипения и затвер-

девания топлива и их компоненты подразделяются на высококипящие, или стабильные, и низкокипящие, или криогенные.

Высококипящие компоненты топлива имеют температуру кипения выше 298 К (25°C) и в обычных эксплуатационных условиях являются жидкостью. Они обладают стабильностью физико-химических свойств в течение заданного времени и допускают хранение в баках ракеты или других емкостях при эксплуатационных температурах и давлениях без существенных потерь. Требование стабильности свойств при длительном хранении является одним из важнейших при выборе топлива для боевых ракет, которые, в соответствии с тактико-техническими требованиями, должны находиться в снаряженном состоянии в течение длительного времени. Выполнение данного требования обеспечивает высокую боеготовность ракетного комплекса. Требование стабильности топлива может возникать и при эксплуатации космических аппаратов — при полетах к дальним планетам, при хранении топлива в космосе, на Луне, на других планетах.

Низкокипящие компоненты топлива при атмосферном давлении имеют температуру кипения ниже 298 К и находятся в газообразном состоянии. В связи с этим жидкое состояние низкокипящего компонента достигается за счет принятия соответствующих мер и, в первую очередь, за счет поддержания при эксплуатации и хранении температуры компонента не выше его температуры кипения. Таким образом, низкокипящие или криогенные компоненты представляют собой сжиженные газы. К ним, например, относятся кислород, водород, фтор, метан и др.

Низкокипящие топлива в большинстве своем обладают более высоким, чем стабильные топлива, энергетическими характеристиками и обеспечивают большие значения удельного импульса. Их существенный недостаток — значительные потери на испарение из-за низкой температуры кипения. Эти топлива широко применяются на ракетах, предназначенных для вывода на орбиту космических объектов. Так как подобные системы запускаются, как правило, в известное заранее время, то предстартовая подготовка ведется таким образом, чтобы ракета в заправленном состоянии находилась минимальное время и в этот же период времени осуществлялась ее дозаправка топливом.

Другим распространенным эксплуатационным признаком, по которому классифицируют жидкие топлива, является способность их к самовоспламенению при контакте жидких горючего и окислителя. Соответ-

венно топлива подразделяются на самовоспламеняющиеся и несамовоспламеняющиеся. Свойство самовоспламенения компонентов топлива является чрезвычайно важным, поскольку позволяет упростить конструкцию двигателя и существенно повысить его надежность, так как обеспечивает гарантийное воспламенение в камере сгорания. Некачественное воспламенение при использовании несамовоспламеняющихся топлив в ряде случаев является причиной аварии при запуске двигателя. Наличие самовоспламенения облегчает также создание двигателей, предназначенных для работы в импульсных режимах.

2.2. Требования к жидким ракетным топливам

В природе имеется довольно много жидких веществ, способных участвовать в экзотермических реакциях, но лишь очень немногие из них удовлетворяют требованиям, предъявляемым к жидким ракетным топливам. Жидкие ракетные топлива должны обладать такими характеристиками, которые, в конечном итоге, обеспечивают возможность создания и эффективного функционирования ракетных двигателей. Предъявляемые к ЖРТ требования можно разделить на три группы — требования к энергетическим, кинематическим и эксплуатационным характеристикам.

2.2.1. Требования к энергетическим характеристикам ЖРТ

1. Высокая удельная теплота сгорания топлива H_u . Чем выше удельная теплота сгорания, тем выше скорость истечения газа из сопла, а следовательно, и удельный импульс. Это отчетливо видно из зависимости, справедливой для расчетного режима работы

$$I_{уд} = W_{a2} = \sqrt{2H_u \eta_e}, \quad (2.7)$$

где H_u — удельная теплота сгорания 1 кг топлива;

η_e — эффективный КПД двигателя.

2. Возможно большая плотность топлива. Плотность топлива, наряду с удельным импульсом, оказывает основное влияние на важнейшую характеристику летательного аппарата — его конечную скорость, т.е. скорость в конце активного участка траектории полета (в момент выключения двигателей)

$$V_k = \gamma \rho_n (1 + \sigma_k \rho_r). \quad (2.8)$$

Здесь ρ_r — плотность топлива;

σ_k — коэффициент конструктивного совершенства летательного аппарата.

Следует также отметить, что при прочих равных условиях топливо с большей плотностью потребует для своего размещения меньшего объема баков, а это повысит коэффициент конструктивного совершенства аппарата σ_k .

В некоторых случаях, при запуске космических ракет, производят предварительное захлаживание компонентов топлива с целью повышения его плотности.

3. Возможно большее удельное газообразование топлива. Оно обеспечивается в случае повышенного значения газовой постоянной R продуктов сгорания. При этом скорость истечения газа, а следовательно, и удельный импульс будут повышаться:

$$w_a = \sqrt{2 \frac{\kappa}{\kappa-1} R T_k \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_k} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right]}. \quad (2.9)$$

Высокая газовая постоянная будет в случае наличия в газе относительно большого количества легких молекул, например, на основе водорода. Это следует из выражения для

$$R = \frac{R_0}{\mu} = \frac{8,31451}{\mu}.$$

Здесь R_0 — универсальная газовая постоянная, Дж/моль·К;

μ — молекулярная масса продуктов сгорания.

4. Возможно большее значение показателя адиабаты $\kappa = \frac{c_p}{c_v}$.

Анализ формулы (2.9) показывает, что увеличение κ приводит к росту скорости истечения из сопла.

5. Приемлемый уровень температуры газов в камере сгорания T_k . Из формулы (2.9) следует, что увеличение T_k способствует росту скорости истечения, а следовательно, и удельного импульса. Современные химические топлива могут обеспечить температуру в камере сгорания до 6000 К, однако материалы стенок камеры такую температуру не выдерживают. Ни одна из известных в настоящее время систем

охлаждения камеры не справляется с тепловыми потоками, возникающими при температурах выше 4500-5000 К. Поэтому температура в камере сгорания не должна превышать 4000-4500 К.

2.2.2. Требования к кинематическим свойствам топлива

Эти требования направлены на обеспечение хорошего воспламенения топлива в камере и быстрого его сгорания. К ним можно отнести следующие требования:

1. Возможность самовоспламенения компонентов топлива при их контакте в камере сгорания. Выполнение этого требования существенно повышает надежность двигателя и упрощает его конструкцию, так как отпадает необходимость в специальной системе зажигания топлива.

2. Низкая температура воспламенения компонентов топлива, что способствует повышению надежности запуска.

3. Малая задержка воспламенения. Чем меньше время задержки воспламенения, тем меньше будет в камере непрореагировавшего топлива в момент воспламенения и тем более плавным, без заброса давления, будет запуск двигателя. При большой задержке воспламенения может произойти взрыв в камере и разрушение двигателя.

4. Высокая скорость сгорания топлива. Чем выше скорость сгорания, тем меньшим может быть время пребывания топлива в камере. Это позволяет уменьшить длину и объем камеры сгорания, что приводит к уменьшенным габаритам и массе двигателя.

2.2.3. Требования к эксплуатационным характеристикам

Эксплуатационные требования можно подразделить на две группы: требования к топливу как охлаждающему агенту камеры; требования, связанные с обслуживанием и доводкой двигателя.

Требования первой группы формулируются исходя из условия обеспечения наибольшей эффективности охлаждения двигателя. В соответствии с ними компонент, являющийся охлаждающей жидкостью, должен обладать:

1. Высокой удельной теплоемкостью. При этом единицей массы жидкости поглощается наибольшее количество тепла.

2. Высокой теплопроводностью. Жидкость, обладающая высокой теплопроводностью, способна пропускать и распределять по объему большие тепловые потоки.

3. Высокой температурой кипения, что обеспечивает повышенную надежность охлаждения без вскипания жидкости, а также более высокий допустимый теплосъем на единицу расхода охлаждающей жидкости. Последний, при прочих равных условиях, определяется разностью температур $T_{кип} - T_{вх}$. Здесь $T_{кип}$ — температура кипения охлаждающей жидкости, а $T_{вх}$ — температура жидкости на входе в тракт охлаждения.

4. Высокой химической стойкостью при контакте с оболочкой камеры, нагретой до температур 570–970 К. При этом не должно образовываться нагара или кокса на стенках, ухудшающих теплоотвод от оболочки к жидкости.

5. Возможно меньшей вязкостью, так как при высокой вязкости увеличивается гидравлическое сопротивление тракта охлаждения и требуется повышенная мощность топливных насосов.

В соответствии с требованиями, связанными с обслуживанием и отработкой двигателя, компоненты топлива должны обладать:

6. Стойкостью при длительном хранении, т.е. не должны улетучиваться, расслаиваться, изменять свою структуру, выделять осадки.

7. Минимальной коррозионной активностью по отношению к материалам системы подачи двигателя и баков ракеты.

8. Возможно более низкой температурой замерзания топлива (не выше -40°C) и возможно более высокой температурой кипения (не ниже $+50^{\circ}\text{C}$). Выполнение этого требования упрощает обслуживание двигателя во всем эксплуатационном диапазоне температур окружающей среды.

9. Высокой взрыво- и пожаробезопасностью при контакте с воздухом и при воздействии различных импульсов, например, механического удара, теплового и светового импульсов и т.п.

10. Топливо, его пары и продукты сгорания не должны быть токсичными.

11. Топлива должны быть недефицитными, дешевыми, изготавливаться из отечественного сырья и на отечественных заводах. Желательна возможность использования топлива и его производных в народном хозяйстве.

В заключение следует отметить, что не существует ни одного топлива, которое удовлетворяло бы всем перечисленным требованиям. Поэтому при подборе компонентов топлива приходится искать компромиссы и обращать внимание на выполнение основных требований. Наибольшие трудности представляет выбор окислителя, так как почти все окислители являются малоустойчивыми, взрывоопасными, токсичными и дорогими.

2.3. Основные окислители

По химической структуре применяемые в ЖРД окислители можно разделить на две группы. Первая группа — это элементарные окислители и соединения окислителей. В нее входят кислород O_2 , фтор F_2 , хлор Cl_2 (элементарные), моноокись фтора OF_2 , трифторид хлора CCl_3 (соединения) и некоторые другие. Вторая группа — это соединения окислителя с горючим и с нейтральным веществом. Это сложные окислители. Сюда относятся, например, перекись водорода H_2O_2 , азотная кислота HNO_3 , четырехокись азота (азотный тетраксид) N_2O_4 и др.

Первая группа окислителей представляет собой сжатые газы с очень низкими (за исключением трифторида хлора) температурами кипения. Это очень активные окислители, поскольку в них содержится 100% окисляющего вещества.

Ниже представлены характеристики некоторых окислителей, широко применяющихся или являющихся перспективными для применения в ЖРД.

Ж и д к и й к и с л о р о д O_2 . Очень эффективный криогенный окислитель. Обеспечивает высокий удельный импульс. Температура кипения 90 К ($-183^{\circ}C$), плавления 46 К ($-227^{\circ}C$). Плотность $\rho = 1,14 \text{ г/см}^3$.

Кислород считается нетоксичным, но длительное пребывание в его атмосфере не рекомендуется. Не является коррозионно-активным и поэтому выбор конструкционных материалов не ограничен. Однако в связи с низкой температурой жидкого кислорода он может вызвать охрупчивание материала, т.е. материал становится хрупким, теряет пластичность и под нагрузкой его сопротивление падает.

Жидкий кислород обладает хорошей текучестью, способен проникать через очень малые зазоры и поэтому является хорошим смазывающим материалом для подшипников турбонасосных агрегатов.

Жидкий кислород является дешевым окислителем, производство его достаточно простое.

К недостаткам жидкого кислорода следует отнести:

большие потери на испарение при хранении и транспортировке. Они составляют 0,3–0,6% объема жидкости в час. Жидкий кислород обладает очень высокой упругостью паров, причем с увеличением температуры упругость пара значительно возрастает. Поэтому кислородные баки должны дренироваться в атмосферу;

взрывоопасность с некоторыми органическими веществами, в том числе с жирами. В связи с этим все емкости и магистрали для хранения и подачи жидкого кислорода должны тщательно обезжириваться.

Жидкий фтор F_2 . Самый активный окислитель. Обеспечивает самовоспламенение с любым горючим. Температура кипения 85 К (-188°C), плавления 53 К (-220°C). Плотность $\rho = 1,55 \text{ г/см}^3$.

Фтор является чрезвычайно токсичным, что затрудняет его применение, особенно для двигателей первых ступеней ракет. Из-за своей исключительной химической активности поражает кожные покровы, слизистые оболочки, особенно дыхательных путей, и обладает паралитическим действием. При сжигании с водородом образует очень токсичный и коррозионно-активный фтористый водород HF . Он является также чрезвычайно взрыво- и пожароопасным. Все органические и многие неорганические вещества воспламеняются в присутствии фтора.

Коррозионная активность фтора очень велика, что вызывает сложности при подборе конструкционных материалов для работы с ним. Наиболее стойкими во фторе являются медь, никель, чистый алюминий и некоторые марки нержавеющей стали и бронзы.

Производство фтора достаточно развито в связи с широким применением ряда его производных — фреона, фторопласта и др. Транспортировка и хранение жидкого фтора производится в баках с экранно-вакуумной изоляцией, охлаждаемых жидким азотом. Испаряющийся при хранении фтор направляется в специальные системы конденсации паров фтора. При малых количествах возможна нейтрализация паров фтора специальными поглотителями.

Моноксид фтора OF_2 . Представляет собой соединение двух активных окислителей — кислорода и фтора. Содержание фтора — до 72%. Моноксид фтора является слабокриогенным окислителем. Температуры кипения 128 К (-145°C), плавления 49 К (-224°C). Плотность $\rho = 1,59 \text{ г/см}^3$. При нагревании до 575 К моноксид медленно разлагается на фтор и кислород с малым поглощением тепла.

Моноксид фтора очень токсична, более токсична, чем чистый фтор. Взрывоопасность и пожароопасность несколько меньше, чем у фтора. Все материалы, пригодные для фтора, могут использоваться с моноксидом фтора.

Трифторид хлора ClF_3 . В отличие от перечисленных ранее чистых окислителей имеет высокую температуру кипения 285 К ($+12^\circ\text{C}$), температура плавления 190 К (-83°C). Плотность $\rho =$

$\approx 1,81 \text{ г/см}^3$. Это высокоокисичное вещество. Трифторид хлора оказывает очень сильное действие на кожу, глаза и особенно на дыхательные пути. Взрыво- и пожароопасность при работе с трифторидом хлора очень высоки. Практически он воспламеняется при контакте со всеми органическими материалами, причем в ряде случаев со взрывом. Небольшая добавка его к другому окислителю гарантирует надежное самовоспламенение топлива в условиях космоса. При реакции его с водой происходит очень сильный взрыв. При работе с трифторидом хлора категорически запрещается использовать стекло, так как всякий контакт с ним вызывает взрыв.

Коррозионная активность трифторида хлора несколько меньше, чем чистого фтора, и поэтому при работе с ним могут использоваться дополнительно такие материалы как магний, цинк, олово, свинец, кальций и некоторые другие.

Наиболее распространенными окислителями второй группы являются азотная кислота, четырехокись азота и перекись водорода. Эти окислители относятся к категории стабильных или высококипящих компонентов.

Азотная кислота HNO_3 . Нашла широкое распространение в качестве окислителя. Ее температура кипения 359 K ($+86^\circ\text{C}$), плавления 230 K (-43°C), плотность $1,50 \text{ г/см}^3$, содержит 76% кислорода.

100%-ная азотная кислота является неустойчивой и быстро разлагается при комнатной температуре до 98-99%-ной по уравнению



После этого процесс разложения замедляется образовавшейся водой.

Серьезным недостатком азотной кислоты является ее высокая коррозионная активность по отношению ко многим конструкционным материалам. Устойчивыми к азотной кислоте являются алюминий и его сплавы, нержавеющие стали, кобальтовые, хромистые и хромоникелевые стали.

Азотная кислота является токсичной и вдыхание ее паров может привести к отравлению со смертельным исходом. При попадании на кожу вызывает ожоги.

Азотная кислота абсолютно не взрывоопасная, в пожарном отношении также является безопасной, если нет непосредственного контакта с самовоспламеняющимися с ней веществами. Ее транспортировка и хранение не вызывают особых затруднений. Является дешевой и широко применяется в народном хозяйстве.

Четырехокись азота N_2O_4 (азотный тетраксид). Широко используется в настоящее время в качестве стабильного жидкого ракетного окислителя. Температура кипения 294 К (+21°C), плавления 262 К (-11°C), плотность 1,47 г/см³, содержит в своем составе приблизительно 70% кислорода.

Четырехокись азота примерно в 10 раз менее агрессивна по отношению к конструкционным материалам, чем азотная кислота, и примерно во столько же раз токсичнее ее. При использовании четырехокиси азота применяются те же материалы, что и при работе с азотной кислотой. Не взрывоопасна. Существенным ее недостатком является узкий температурный диапазон жидкофазного состояния (+21°C... -11°C), что в ряде случаев усложняет эксплуатацию и требует применения термостатирования.

В качестве азотнокислотных окислителей используются также растворы N_2O_4 в азотной кислоте. Широкое распространение получили окислители, содержащие 27 или 20% N_2O_4 в азотной кислоте. При этом улучшаются те или иные свойства, присущие исходным продуктам, например, для окислителя с 20% N_2O_4 температуры кипения и плавления составляют соответственно 321 К (+48°C) и 203 К (-70°C), а удельная теплота сгорания на 10-12% выше, чем в случае топлива на основе чистой азотной кислоты.

Перекись водорода H_2O_2 . Характеризуется следующими данными: температура кипения 424 К (+151°C), плавления 271,3 К (-1,7°C), плотность 1,45 г/см³, содержит в своем составе 94% кислорода. Очевидно, что существенным эксплуатационным недостатком 100%-ной H_2O_2 является ее высокая температура плавления. Последняя может быть несколько понижена за счет разбавления перекиси водой, т.е. понижения концентрации. Температура плавления 80%-ной перекиси водорода составляет 250,8 К (-22,2°C). Однако уменьшение концентрации H_2O_2 сопровождается снижением удельного импульса.

Вследствие непрочности молекулярных связей перекись водорода склонна к разложению с выделением значительного количества тепла. В присутствии катализатора процесс разложения сильно ускоряется и протекает по формуле



где Q — количество выделяющегося тепла, которое зависит от концентрации перекиси водорода.

Способность перекиси водорода к каталитическому разложению позволяет использовать ее как однокомпонентное топливо. При этом в качестве катализатора чаще всего используется перманганат калия или натрия. Каталитическое действие на перекись водорода могут оказывать также технологическая грязь, органические примеси и такие металлы как свинец, медь, хром и некоторые другие. В связи с этим чрезвычайно важным является вопрос подбора конструкционных материалов для работы и особенно для хранения H_2O_2 . Наилучшими конструкционными материалами для работы с перекисью водорода являются чистой алюминий и нержавеющая сталь.

При хранении и транспортировке перекиси необходим постоянный контроль за ее состоянием. H_2O_2 является слабotoксичным компонентом.

Применение перекиси водорода как окислителя признается перспективным для углеводородных горючих в связи с такими ее качествами как высокая плотность, практически полное отсутствие токсичности, возможность обеспечения длительного хранения. По экологическим характеристикам перекись водорода сравнима с жидким кислородом.

2.4. Основные горючие

Применяемые в ЖРД горючие можно подразделить на несколько групп.

Углеводородные горючие. Углеводородные горючие находят широкое применение в современных и перспективных ракетных двигателях.

Наибольшее распространение в настоящее время в качестве углеводородного горючего получил керосин - продукт переработки нефти. Его характеристики: температура кипения 333 К (+60°C), плавления 121 К (-152°C), плотность $\rho = 0,82-0,86 \text{ г/см}^3$ в зависимости от месторождения исходной нефти.

Применение керосина обеспечивает получение высокого удельного импульса. Он является слабotoксичным, обладает относительно неплохими характеристиками по пожаро- и взрывоопасности. Но из-за большой летучести паров и при наличии мелких брызг могут образовываться с воздухом опасные, легко воспламеняющиеся смеси. Керосин является дешевым горючим, хорошо хранится и является удовлетворительным oxidителем. В то же время следует отметить, что стабильность керосина при длительном хранении и его охлаждающие свойства (отсутствие

коксобразование) в значительной степени зависят от состава керосина. Эти качества ухудшаются, если в керосине содержатся парафиновые углеводороды и сера. Для получения ракетных керосинов применяются соответствующие сорта нефти и специальная технология ее переработки.

Керосин коррозионно не активен и не имеет ограничений по применению конструкционных материалов, но при наличии в нем воды, сернистых соединений и органических кислот его коррозионная активность становится заметной, особенно по отношению к алюминиевым сплавам и стали в присутствии меди, латуни, свинца.

В настоящее время проводятся широкие исследования и начато применение синтетических углеводородных горючих, обладающих улучшенными по сравнению с керосином свойствами — повышенным удельным импульсом, плотностью и термостабильностью.

В настоящее время в качестве перспективных для применения во вновь создаваемых двигателях рассматриваются сжиженные (криогенные) углеводородные горючие на основе метана CH_4 , этана C_2H_6 и пропана C_3H_8 в паре с кислородом.

Эти горючие имеют низкую стоимость, являются слабокриогенными, например, для метана температура кипения 112 К ($-161^{\circ}C$), плавления 91 К ($-182^{\circ}C$), что существенно снижает остроту проблемы охрупчивания конструкционных материалов при их контакте с горючими. Хранение сжиженных углеводородов возможно под давлением собственных паров, при этом суточные потери составляют $\sim 0,2\%$ по массе. Они обладают малой вязкостью.

Удельная массовая теплота сгорания данных горючих на 5-7% выше теплоты сгорания керосина, однако из-за малой плотности ($\rho = 0,42-0,58 \text{ г/см}^3$) их объемная теплота сгорания ниже, что требует увеличения объема топливных баков на летательном аппарате.

Пары криогенных углеводородных горючих не оказывают токсического действия на организм, но при высоких концентрациях могут вызвать отравление. Содержание вредных примесей в продуктах сгорания сжиженных газов в 5-10 раз меньше, чем в продуктах сгорания керосина, что позволяет считать их достаточно чистыми в экологическом плане.

Жидкий метан является хорошим охладителем и позволяет получать восстановительный генераторный газ, не содержащий конденсированной фазы.

В качестве горючего могут применяться не только указанные вы-

ше чистые вещества, но и сжиженный природный газ, представляющий собой смесь из нескольких газов. Содержание метана в нем составляет по массе не менее 76%.

Кислородно-углеводородные горючие. К этой группе относятся спирты - метиловый, этиловый, фурфуроловый. Наибольшее распространение нашел спирт этиловый C_2H_5OH . Его температура кипения 351,3 К (+78,3°C), плавления 155,7 К (-117,3°C), плотность 0,8 г/см³. Является хорошим охладителем, обладает слабым токсичным действием. Коррозионного действия на большинство конструкционных материалов не оказывает, но реагирует со свинцом и магнием. Алюминий под действием этилового спирта медленно корродирует. Эта группа горючих в настоящее время применяется редко, хотя в начале развития ракетной техники имела широкое распространение.

Азотно-углеводородные горючие. Это так называемая группа аминов. Наибольшее применение из этих горючих нашли анилин C_6H_7N и тонка, состоящая из 50% триэтиламина, 50% ксилидина. Тонка имеет хороший диапазон температур жидкофазного состояния (температура кипения 362 К (+89°C), плавления 203 К (-70°C)). Плотность ее 0,85 г/см³. Энергетические характеристики средние. Она обеспечивает надежное самовоспламенение с азотнокислотными окислителями.

Тонка является стойкой при хранении в условиях герметизации. Коррозионная активность средняя, но практически для сталей, алюминия и его сплавов ограничений нет. Является дешевой, применяется в основном на ракетах ближнего действия.

Существенный недостаток тонки - является сильным ядом, действующим на кровь и центральную нервную систему. Ее действие избирательно - несколько сильнее действует на мужчин, чем на женщин.

Азотно-водородные горючие. Наибольшее распространение из представителей этой группы получили аммиак NH_3 , гидразин N_2H_4 , метилгидразин $N_2H_2(CH_3)_2$, несимметричный диметилгидразин $N_2H_2(CH_3)_2$ и азрозин, в состав которого входит 50% гидразина и 50% несимметричного диметилгидразина. Последние четыре горючих очень эффективны в энергетическом отношении и находят широкое распространение в настоящее время. Эта группа горючих является стабильной, допускает длительное хранение и обеспечивает очень хорошее самовоспламенение с азотнокислотными и фторными окислителями.

Характеристики несимметричного диметилгидразина (НДМГ): температура кипения 336 К (+63°C), плавления 216 К (-57°C), плотность $\rho = 0,79 \text{ г/см}^3$. Коррозионная активность его невелика, с ним нормально работают стали, алюминий и его сплавы, титан. Сплавы меди применять не рекомендуется. При повышенном давлении контакт НДМГ с кислородом воздуха может привести к взрыву, поэтому для наддува баков следует применять инертные газы.

Токсичность НДМГ высока и последствия отравления очень тяжелы: почти полная потеря работоспособности при слабом отравлении и расстройство деятельности нервной системы при более сильных отравлениях. Токсичное действие НДМГ может передаваться через одежду.

Гидразин и его производные очень гигроскопичны и следует принимать меры, исключая непосредственный контакт жидкости с воздухом. При контакте с воздухом НДМГ медленно окисляется даже при комнатной температуре.

Монометилгидразин по своим свойствам мало отличается от НДМГ.

Следует отметить, что гидразин N_2H_4 используется также в качестве унитарного топлива. Он легко поддается каталитическому разложению, а при нагревании распадается на азот и водород, а также на смесь аммиака с азотом.

Ж и д к и й в о д о р о д. Является самым калорийным жидким горючим. Его удельная массовая теплота сгорания в 2,6 раза выше удельной теплоты сгорания керосина. Благодаря этому он обеспечивает получение очень высоких удельных импульсов. Характеристики жидкого водорода: температура кипения 20 К (-253°C), плавления 14 К (-259°C), т.е. в жидкофазном состоянии он находится в диапазоне лишь 6°. Плотность его очень низка - $\rho = 0,071 \text{ г/см}^3$, что является одним из препятствий широкого применения в ракетной технике. Необходимо отметить также способность водорода сжиматься при увеличении давления. Как известно, обычно жидкости несжимаемы. Изменение его объема приблизительно отвечает уравнению Клапейрона $PV = RT$. Сжимаемость водорода приводит к определенным трудностям при создании насосов ТНА - их, как правило, приходится выполнять многоступенчатыми.

Другие недостатки жидкого водорода:

большие потери на испарение. При заливке водорода в топливные баки происходит испарение первых порций, равных 1,0-1,5 объема заливаемой емкости. Далее идет нормальное испарение, составляющее 3% объема в час. Кроме того, при заправке жидкого водорода баки должны

быть тщательно очищены от посторонних примесей, влаги и воздуха. Воздух, особенно влажный, почти мгновенно конденсируется и застывает. Образовавшиеся твердые частицы могут закупорить трубопроводы и повредить ТНА. В связи с этим перед заправкой топливных баков их предварительно вакуумируют;

большая пожаро- и взрывоопасность, так как испаряющийся водород образует с кислородом и воздухом легковоспламеняющиеся смеси в широком диапазоне концентраций (с воздухом от 12 до 84% водорода). Водород горит бесцветным пламенем, что создает значительную опасность контакта с факелом.

Жидкий водород не обладает коррозионной активностью по отношению к конструкционным материалам, но может вызвать разрушение материала за счет охрупчивания из-за его очень низкой температуры. Кроме того, при работе с жидким водородом может происходить "наводороживание" материала, т.е. проникновение молекул водорода в кристаллическую решетку материала. Для конструкционных материалов глубина наводороживания составляет 4-6 мм, а при их нагартовке - 1,5-2,0 мм. Это отрицательное явление, ухудшающее свойства материала.

Водород не токсичен.

Несмотря на ряд отрицательных качеств, жидкий водород находит все большее распространение в ракетной технике.

Б о р о в о д о р о д н ы е г о р ю ч и е. В качестве перспективных для применения в ракетных двигателях рассматривается группа бороводородных соединений, так называемых "боранов". В нее входят как твердые (декаборан $B_{10}H_{14}$), так и жидкие (пентаборан B_5H_9), в том числе и криогенные (диборан B_2H_6) горючие.

Наиболее подходящими характеристиками для использования в ЖРД обладает пентаборан. Теоретически он позволяет получать очень высокий удельный импульс, но из-за выпадения при течении газа по соплу конденсированной фазы удельный импульс снижается. Характеристики пентаборана: температура плавления 327 К (+54°C), кипения 335 К (+65°C), плотность $\rho = 0,62$ г/см³. Очень токсичен и является плохим охладителем из-за способности разлагаться при нагреве. При контакте с воздухом может самовоспламениться. Обладает низкой коррозионной активностью по отношению к конструкционным материалам и поэтому нет ограничений по применению сталей, бронз, алюминия его сплавов.

По группе бороводородных горючих сейчас проводятся исследовательские работы в направлении поиска подходящего окислителя и режимов работы, при которых достигались бы высокие энергетические характеристики топлива.

2.5. Характеристики основных применяемых топлив

В предыдущих разделах были приведены данные по ряду окислителей и горючих, используемых в ЭРД. Однако произвольное сочетание различных окислителей и горючих является недопустимым, так как может приводить к неудовлетворительным характеристикам топлив и, в первую очередь, эксплуатационных.

В табл. 2.1 представлены характеристики ряда топливных пар, используемых в современных двигателях. Их рассмотрение позволяет сделать вывод об эффективности основных окислителей и горючих. Приводимые в таблице данные соответствуют давлению в камере сгорания $p_k = 15$ МПа, степени расширения $\epsilon = 300$ и оптимальному соотношению компонентов топлива. Эти условия являются достаточно характерными для двигателей первых ступеней ракет.

Т а б л и ц а 2.1

Горючее	Окислитель	α	$K_{п},$ кг.О/кг.Г	$T_k,$ К	$J_{уп},$ м/с	ρ_* г/см ³
Керосин	HNO_3	0,7	3,757	2914	2870	1,285
"	$80\% HNO_3 + 20\% N_2O_4$		5,370	3200	3029	1,384
"	$O_2 ж$	0,8	2,726	3799	3475	1,036
НДМГ	$80\% HNO_3 + 20\% N_2O_4$		3,368	3204	3123	1,283
"	N_2O_4	0,95	2,919	3516	3291	1,189
"	$O_2 ж$	0,9	1,923	3799	3586	0,988
$H_2 ж$	$O_2 ж$	0,7	5,556	3483	4378	0,345
"	$F_2 ж$		15,08	4971	4616	0,670
$B_5 H_9$	$O_2 ж$	0,7	2,128	4215	3751	0,898

Как следует из приведенных в табл. 2.1 данных, эффективность топлива повышается при использовании последовательно таких окислителей как HNO_3 , N_2O_4 , O_2 , F_2 . Горючие по эффективности можно расположить в следующем порядке: керосин, НДМГ, B_5H_9 , H_2 . Однако в условиях практики в настоящее время наибольшее распространение получили лишь следующие три топливные композиции (или их модификации):

1. НДМГ + N_2O_4 ;
2. Керосин + O_2 ж;
3. H_2 ж + O_2 ж.

Первая топливная пара, являясь эффективной по удельному импульсу и плотности, относится к категории стабильных и поэтому может использоваться на ракетах, которые должны находиться длительное время в заправленном состоянии. Как известно, это требование является основным для боевых ракет. Применение более эффективного окислителя — жидкого кислорода O_2 ж вместо N_2O_4 приведет к невыполнению требования высокой боеготовности ракеты из-за непрерывных потерь окислителя на испарение.

В данной стабильной топливной композиции вместо НДМГ могут использоваться монометилгидразин или азрозин, имеющие близкие к НДМГ характеристики. Высокая токсичность как горючего, так и окислителя в данном топливе не является решающим недостатком для объектов военной техники.

Последние две из перечисленных выше трех топливных пар нашли широкое распространение на космических ракетах. Они обладают высоким удельным импульсом и являются нетоксичными. Нестабильность их не играет решающей роли, поскольку заправка космических ракет производится к определенному времени (к старту).

Пара водород-кислород обеспечивает очень высокий удельный импульс, но из-за малой плотности ее трудно использовать на первых ступенях ракет. Поэтому топливо керосин-кислород применяется обычно на первых ступенях ракет, а топливо водород-кислород является очень эффективным для верхних ступеней.

Применение фтора вместо кислорода резко ухудшает эксплуатационные характеристики ракетной системы из-за его большой токсичности. Отрицательным фактором является также значительный рост температуры в камере сгорания.

2.6. Унитарные топлива

Кроме двухкомпонентных жидких топлив в КРД нашли определенное распространение унитарные или однокомпонентные жидкие топлива. Эти топлива можно подразделить на две группы.

Первая — это топлива, в которых горючее и окислитель объединены в одном жидком веществе в виде химического соединения или устойчивой механической смеси.

Ко второй группе относятся устойчивые вещества, способные под воздействием катализатора разлагаться, превращаясь в газ высокой температуры.

Все унитарные топлива характеризуются однородностью жидкого вещества и постоянством всех основных характеристик (значения коэффициента избытка окислителя, удельной теплоты сгорания, скорости сгорания и др.).

При использовании унитарного топлива можно существенно упростить систему топливоподачи и снизить массу двигателя по сравнению с двигателем, работающим на двухкомпонентном топливе. Однако унитарные топлива не получили широкого распространения из-за присущих им существенных недостатков.

Для первой группы топлив такими недостатками являются: значительная взрывоопасность в случае достаточно высокой удельной теплоты сгорания;

сравнительно низкая удельная теплота сгорания при удовлетворительной взрывоопасности.

Примиричь эти два противоречия очень трудно.

Наибольшее распространение из этой группы топлив получили нитрометан CN_3NO_2 , нитроглицерин $C_3H_5N_3O_9$, растворы в азотной кислоте и четырехоксида азота тетранитрометана и других окислителей с горючими.

Нитрометан представляет собой высококалорийное, но взрывоопасное топливо. Его характеристики: температура кипения 383 К (+110°C), плавления 244 К (-29°C), плотность $\rho = 1,13 \text{ г/см}^3$. Коррозионно малоактивен, токсичность низка, возможно длительное хранение.

Из второй группы унитарных топлив следует выделить перекись водорода H_2O_2 и гидразин N_2H_4 , которые способны разлагаться в присутствии соответствующего катализатора. Для перекиси водорода в качестве катализатора широко применяется перманганат ка-

для $KMnO_4$. При разложении 98%-ной перекиси водорода образуется $3,8 \text{ м}^3$ газа с температурой 1239 К (с учетом тепла, затраченного на испарение воды).

Реакция идет по формуле



При этом в условиях вакуума обеспечивается $J_y = 1830 \text{ м/с}$ ($\epsilon = 1000$).

Гидразин в присутствии катализатора разлагается с выделением тепла на газообразные аммиак, азот и водород. Из одного килограмма гидразина образуется примерно $2,9 \text{ м}^3$ газа с температурой 1635 К, который создает удельный импульс в вакууме 2563 м/с ($\epsilon = 1000$). В качестве катализатора используется таблетированная окись алюминия Al_2O_3 с большой площадью поверхности (до $160 \text{ м}^2/\text{г}$), пропитанная иридием.

Унитарные топлива этой группы используются на малоразмерных двигателях. Для маршевых двигателей большой тяги эти топлива являются малоприменимыми из-за сравнительно низкого удельного импульса.

2.7. Пути совершенствования жидких ракетных топлив. Перспективные топлива

Несмотря на то, что уже сейчас освоены наиболее эффективные жидкие компоненты, в том числе водород, кислород и др., работы по совершенствованию жидких ракетных топлив продолжают. Исследования ведутся в двух основных направлениях:

- по улучшению эксплуатационных характеристик топлив;
- по повышению энергетических характеристик.

В работах первого направления большое внимание уделяется поиску мероприятий по уменьшению потерь на испарение криогенных компонентов, которые, как об этом уже говорилось, обладают очень высокими энергетическими характеристиками.

Существенное уменьшение потерь на испарение криогенных компонентов достигается за счет их переохлаждения, при котором температура компонента устанавливается ниже температуры его кипения (например, температура кипения жидкого кислорода равна 90 К, а он переохлаждается и используется, в том числе перевозится и хранится при 87-85 К).

Методы переохлаждения топливных компонентов могут быть различными, например:

за счет использования теплообменников и применения в них другой криогенной жидкости, имеющей более низкую температуру кипения. Так, жидкий кислород переохлаждают жидким азотом, температура кипения которого равна 77 К (-196°C);

за счет применения постороннего холодильного цикла;

за счет барботирования криогенной жидкости охлажденным газом, имеющим более низкую температуру конденсации. В качестве такого газа может использоваться, например, охлажденный гелий, у которого температура перехода из жидкого в газообразное состояние равна 4 К (-269°C).

Переохлаждение выгодно и тем, что при этом также повышается плотность компонента.

В настоящее время проводятся интенсивные работы по внедрению в практику шугообразного водорода в качестве горючего для КРД. Он представляет собой смесь жидкого и твердого водорода (50% жидкого и 50% твердого). Для получения шуги достаточно переохладить жидкий водород на $0,7^{\circ}$. В переохлажденном водороде происходит "старение" шуги, которое продолжается 15–17 часов. При этом являющаяся вначале пористой и имеющая неправильную форму шуга уплотняется и твердые частицы водорода приобретают шарообразную форму. Диаметр "шариков" находится в пределах от 0,5 до 6 мм. Шуга не ухудшает текучести водорода, но в то же время и не приводит к повышению удельного импульса. Плотность шугообразного водорода достигает $0,087\text{г}/\text{см}^3$ против $0,07\text{ г}/\text{см}^3$ у жидкого водорода. Одновременно возрастает охлаждающая способность горючего. Указанные два фактора позволяют улучшить характеристики летательного аппарата. Так, например, проведенные в США исследования показали, что использование шугообразного водорода в качестве горючего для воздушно-космического аппарата *NASP* позволяет за счет увеличения плотности на 16% и охлаждающей способности на 18% уменьшить стартовую массу аппарата на 30%.

Степень выкипания шугообразного водорода составляет 0,44% объема в час, в то время как для жидкого водорода она равна $\sim 3\%$.

В научно-исследовательских работах, направленных на совершенствование эксплуатационных характеристик топлив, значительное внимание уделяется также улучшению их экологических качеств. Проводят-

ся работы по созданию эффективных нетоксичных долгохраняемых топлив для боевых ракет взамен штатного ракетного топлива типа "несимметричный диметилгидразин + четырехокись азота".

Сюда же следует отнести работы по внедрению в практику ракетного двигателестроения сжиженных углеводородных горючих типа метана, этана, пропана вместо керосина. Ранее отмечалось, что в продуктах их сгорания существенно меньше вредных веществ, они дешевы, сырьевая база практически не ограничена. Существенный их недостаток - пониженная по сравнению с керосином плотность, что требует большего объема баков. Для сравнения энергетических характеристик в табл. 2.2 приведены основные данные топлив "керосин + O_2 ж" и "этан $C_2H_6 + O_2$ ж" при оптимальном соотношении компонентов для условий $P_k = 10$ МПа и степени расширения газа в сопле $\varepsilon = 1000$, характерных для двигателей верхних ступеней ракет.

Т а б л и ц а 2.2

Горючее	Окислитель	α	K_m кг. D°/кг. Г°	T_k , К	$J_{уд}$, м/с	P г/см ³
Керосин	O_2 ж	0,9	3,067	3754	3654	1,061
Этан	O_2 ж	0,9	3,352	3686	3733	0,910

Второе основное направление исследований по совершенствованию жидких ракетных топлив - это нахождение способов улучшения энергетических характеристик, т.е. удельного импульса.

Для достижения максимального удельного импульса ракетные топлива должны иметь высокую температуру горения T_k и возможно меньшую молекулярную массу продуктов сгорания, так как приблизительно, с точностью 10-20%

$$J_{уд} \approx 260 \sqrt{\frac{T_k}{\mu_a}} \cdot \cdot$$

Существенное увеличение удельного импульса за счет указанных факторов может быть получено путем использования трехкомпонентных топлив, причем третьим компонентом могут служить легкие металлы и, в первую очередь, алюминий, бериллий, бор и литий. Наилучшими характеристиками обладают комбинации



Данные по этим топливам в сравнении с соответствующими данными по кислородно-водородному топливу приведены в табл. 2.3 для $\rho_K = 10$ МПа и $\varepsilon = 1000$.

Т а б л и ц а 2.3

Горючее	Окислитель	α	$K_{m, \text{кг.О}^2/\text{кг.г}^2}$	$T_K, \text{К}$	$J_{y.p.}, \text{М/с}$	$\rho_{\text{г}}^{\circ}, \text{г/см}^3$
55% H_2 + 45% Li	F_2	0,1	1,160	2430	5144	0,230
50% H_2 + 50% Be	O_2	0,2	0,971	2888	5287	0,241
H_2	O_2	0,7	5,556	3448	4545	0,345
H_2	O_3	0,6	4,762	3565	4931	0,327

Количество подмешиваемого металлического горючего подбиралось из условия получения наибольшего удельного импульса. Для трехкомпонентных топлив с использованием водорода оптимальным соотношением компонентов является такое, при котором окислитель расходуется в основном на стехиометрическое сгорание металла, а водород лишь нагревается до высокой температуры и благодаря большой газовой постоянной позволяет получать высокие значения удельного импульса.

Применение трехкомпонентных композиций ставит ряд проблем, одна из которых – метод хранения и подачи металлического горючего в камеру сгорания. Дело в том, что его количество должно находиться в строгом соответствии с расходом других компонентов и он должен быть равномерно распределен по сечению камеры. Металл должен быть тонкоизмельченным с размером частичек в пределах 0,8...3 мкм.

Если металл помещать в виде порошка в бак с жидким горючим, то он станет оседать и подача компонентов будет неравномерной. В некоторых случаях этот недостаток устраняется за счет применения гелеобразных топлив. Гелирование – это введение в жидкий компонент специальных добавок, которые приводят к его загущению.

В статических условиях при небольших нагрузках и умеренных температурах гель ведет себя подобно твердому телу. Его течение начинается после приложения сдвиговых напряжений, достаточных для разрушения структуры. После снятия нагрузки происходит восстановле-

ние разрушенной структуры в результате столкновения частиц в броуновском движении. Свойство геля разрушаться при сдвиге и вновь восстанавливаться в статических условиях называется тиксотропией.

В качестве примера гелеобразного компонента можно назвать алюминизин. Его состав: гидразин – 66,5%, алюминий – 33%, гелирующая добавка (модифицированная полиакриловая кислота) – 0,5%. Плотность компонента по сравнению с гидразином повышается с $\rho = 1,0 \text{ г/см}^3$ до $\rho = 1,27 \text{ г/см}^3$. Одновременно возрастает удельная теплота сгорания.

Второй способ подачи металлического компонента в камеру сгорания – использование метода псевдооживления топлива. Псевдооживленный компонент состоит из порошкообразного вещества, которое флюидизируется газом высокого давления и подается подобно кипящей жидкости в камеру сгорания через специальные форсунки. Трудность реализации этого метода заключается, помимо усложнения конструкции двигателя, в том, что уровень давления в камерах сгорания современных ЖРД очень высок ($P_k = 7,0 \dots 25 \text{ МПа}$) и возникает необходимость создания системы подачи порошкообразного компонента с чрезвычайно высоким входным давлением.

В перспективе для повышения удельного импульса рассматривается также возможность использования в качестве окислителя жидкого озона O_3 вместо кислорода. Его характеристики: температура кипения 162K (-111°C), плавления 22 K (-251°C), плотность $\rho = 1,46 \text{ г/см}^3$. Энергетические показатели O_3 в паре с водородом приведены в табл.2.3. Видно, что его удельный импульс примерно на 8% превышает удельный импульс топлива "водород + кислород" при незначительно меньшей плотности. Так как озон обладает очень высокой реакционной способностью, то значительные трудности возникают с подбором конструкционных материалов. Допустимо применение чистого алюминия и его сплавов, нержавеющей сталей, титана.

Получают озон из кислорода под действием слабого электрического разряда. Но жидкий озон очень взрывоопасен и токсичен. По токсичности он близок к фтору. В связи с этим практическое применение его зависит прежде всего от решения вопросов, связанных с хранением и перекачкой жидкого продукта.

Идеальным ракетным топливом является атомарный водород. При восстановлении его в молекулу, т.е. при реакции рекомбинации



выделяется энергия, позволяющая обеспечить удельный импульс в пустоте $I_{уд} \approx 16000$ м/с.

Атомарный водород получают путем продувания молекулярного водорода через высокотемпературный разряд, затем его сразу конденсируют при температуре жидкого гелия. Для стабилизации атомарного водорода необходимо сильное магнитное поле, которое ориентирует спины электронов атомов водорода в одном и том же направлении и таким образом предупреждает рекомбинацию с образованием молекул при его хранении.

Работы по применению атомарного водорода в ракетных двигателях еще не вышли из рамок научных исследований.

3. ТВЕРДЫЕ И СМЕШАННЫЕ РАКЕТНЫЕ ТОПЛИВА

3.1. Требования к твердым ракетным топливам

Твердое ракетное топливо (ТРТ) помещается в камере сгорания двигателя в виде одного или нескольких блоков, называемых зарядом. Поверхность заряда, не предназначенная для горения, покрывается специальным составом, т.е. бронируется. Заряд может быть либо свободно вложен в камеру, либо прочно скреплен с ее стенками. В первом случае для фиксации заряда предусматриваются различные удерживающие устройства — диафрагмы, решетки.

По физической структуре ТРТ делятся на два основных класса: гомогенные (двухосновные) и гетерогенные (смесевые). Основные требования являются одинаковыми для топлив обоих классов.

Комплекс требований к ТРТ формулируются таким образом, чтобы обеспечивалась возможность создания ракеты, обладающей необходимой надежностью и имеющей минимальную стартовую массу и минимальные габариты при заданных массе полезной нагрузки, дальности полета и выполнении заданных эксплуатационных условий.

Все предъявляемые к ТРТ требования можно подразделить на четыре группы.

3.1.1. Требования к энергетическим характеристикам

1. Высокий уровень удельной теплоты сгорания топлива, что обеспечивает получение высокого удельного импульса. Это подтверж-

дается зависимостью (2.7). Данное требование рассматривается как основное при разработке новых топлив.

2. Возможно большая плотность топлива, что позволяет уменьшить массу и габариты двигателя, поскольку все топливо размещается в камере сгорания. Плотность освоенных топлив находится в пределах $1,4 \dots 1,9 \text{ г/см}^3$.

3.1.2. Требования к внутриваллистическим характеристикам

1. Получение заданной скорости горения топлива. Скорость горения является важнейшей характеристикой ТРТ, определяющей характер внутрикамерных процессов и уровень основных характеристик двигателя. В зависимости от назначения ракеты или агрегата могут ставиться требования получения как высокой, так и низкой скорости горения при номинальном давлении в камере сгорания. Высокая скорость горения необходима для двигателей, предназначенных для создания большой тяги в течение короткого времени - например, для РДТТ ракет-перехватчиков систем ПРО. Требования малой скорости горения возникают в случае необходимости иметь большое время работы.

2. Обеспечение устойчивости горения в заданном диапазоне изменения давления в камере сгорания, в том числе и при достаточно низких P_k .

3. Минимальная зависимость скорости горения от давления и начальной температуры заряда во всем эксплуатационном диапазоне этих параметров.

4. Надежная воспламеняемость топлива.

5. Хорошая воспроизводимость характеристик и, в первую очередь, минимальный разброс в скорости горения для одного состава или одной партии топлива.

3.1.3. Требования к физико-механическим свойствам

1. Материал топлива должен обеспечивать возможность создания заряда необходимой конфигурации и сохранение зарядом заданной формы в процессе хранения, воспламенения и горения.

2. Топлива, используемые для склепленных с корпусом зарядов, должны быть достаточно эластичными, чтобы не происходило разрушения заряда под действием термических напряжений или при деформации их вместе с корпусом под действием давления в камере и полетных нагрузок.

Это требование возникает в связи с тем, что коэффициент теплопроводности ТРТ примерно в 100 раз меньше, чем у стали. Благодаря этому топливо хорошо защищает стенки камеры от перегрева, но в то же время оно подвержено опасным термическим напряжениям при изменении окружающей температуры и механическим напряжениям из-за разности коэффициентов линейного расширения ТРТ и корпуса.

3. Должно быть исключено растрескивание заряда при его транспортировке или хранении в условиях изменяющейся внешней температуры, а также при воспламенении и горении, когда заряд подвергается тепловому удару и действию больших градиентов давлений.

3.1.4. Экономические и эксплуатационные требования

1. Должна обеспечиваться стабильность физико-механических, внутриваллистических и энергетических свойств ТРТ в условиях длительного хранения и эксплуатации. Стабильность характеристик топлива определяет гарантийный срок его хранения, который может достигать 15-20 лет. При этом лимитирующими могут быть как физические, так и химические факторы. Физические - это процессы, проявляющиеся в пластических деформациях, диффузии, образовании трещин. Химические - это разложение топлива в результате медленно протекающих окислительных реакций. Причем продукты разложения, накапливаясь, стимулируют этот процесс. Для его замедления в топливо вводят специальные вещества - стабилизаторы химической стойкости. Кроме того, они связывают инделившиеся продукты разложения.

2. Должны выполняться требования служебной безопасности: заряды не должны возгораться при непродолжительном нахождении в пламени;

не должны детонировать при падении на жесткое основание и при простреле пулями и осколками снарядов;

твердое топливо не должно быть подвержено воздействию микроорганизмов (плесени, грибов и т.п.).

3. Продукты сгорания топлива должны быть малотоксичными.

4. Должно быть пониженное содержание или отсутствие дымовых частиц в продуктах сгорания. Данное требование особенно важно для двигателей тактических ракет.

5. ТРТ должны быть недефицитными и недорогими. Сырьевая база для их изготовления должна быть достаточно развитой, а технология изготовления - несложной и недорогостоящей, допускающей серийное производство в необходимых масштабах.

Анализируя перечисленные требования, можно прийти к выводу, что некоторые из них являются противоречивыми. Поэтому выбор топлива производится в соответствии с условиями будущего применения двигателя. Для выполнения некоторых из перечисленных требований в состав топлива вводят присадки, влияющие, например, на скорость горения, механические характеристики, воспламенение, стабильность при хранении, технологичность при изготовлении зарядов и др.

В зависимости от физико-механических свойств, внутриваллистных характеристик и геометрии заряда устанавливается допустимый диапазон изменения внешней температуры, в котором могут храниться заряды и применяться снаряженные двигатели.

3.2. Двухосновные топлива

Эти топлива называются также коллоидными или порохами. Они представляют собой твердые растворы органических веществ, молекулы которых содержат горючие и окислительные элементы. Таким образом, они являются однородными, гомогенными системами.

Одной из основ этих топлив является н и т р о ц е л л о з а с различным содержанием азота. Нитроцеллюлозу получают путем обработки целлюлозы, условная формула которой $[C_6H_7O_2(OH)_3]_n$, азотной кислотой. При этом в целлюлозе ряд групп OH заменяется нитратными группами ONO_2 . Общая формула нитроцеллюлозы $[C_6H_7O_2(OH)_{3-x}(ONO_2)_x]_n$, где $x = 1, 2, 3$ - число групп ONO_2 . Свойства нитроцеллюлозы зависят от количества групп ONO_2 , содержащихся в ней, или, что то же самое, от процентного содержания азота. Обычно в нитроцеллюлозе, идущей на изготовление твердых ракетных топлив, оно составляет 12-13%. При содержании азота менее 11% энергетические характеристики топлива оказываются неудовлетворительными.

Нитроцеллюлоза по сути своей является унитарным топливом, содержащем в своем составе горючее и окислитель. Но она имеет отрицательный кислородный баланс, т.е. атомов кислорода недостаточно для полного окисления горючих элементов. Кроме того, она не может в чистом виде использоваться как ракетное топливо из-за того, что ее горение неустойчиво и легко переходит в детонационное (взрывное).

Для устранения указанных недостатков - отрицательного кислородного баланса и повышенной взрывоопасности - нитроцеллюлозу об-

рабатывают некоторыми растворителями, обладающими положительным кислородным балансом. При этом получают коллоидный раствор — желатиноподобную массу, которой дальнейшей обработкой придают высокую жаропрочность и необходимую форму. В таком виде заряды коллоидных топлив обладают высокой стойкостью к взрыву и способностью к равномерному горению.

В качестве растворителя (второй основы гомогенных топлив) наиболее часто применяется н и т р о г л и ц е р и н $C_3H_5(ONO_2)_3$. Нитроглицерин имеет положительный кислородный баланс, и часть горючих элементов нитроцеллюлозы окисляется избыточным кислородом нитроглицерина. Энергетические характеристики ТРТ улучшаются с увеличением содержания в них нитроглицерина. Однако предельное содержание в топливе нитроглицерина не должно превышать 45%, так как при большем его количестве резко ухудшаются физико-химические свойства ТРТ: оно становится студнеподобным, текучим. Кроме того, затрудняется производство таких топлив из-за высокой взрывоопасности. Таким образом, нитроцеллюлозное топливо имеет две энергетические основы — нитраты целлюлозы и растворитель-пластификатор в виде нитроглицерина (иногда нитродигликоля). Вследствие этого появилось название — двухосновные топлива. Состав этих топлив является достаточно сложным, так как помимо указанных веществ в него входят компоненты (добавки) для улучшения или изменения тех или иных качеств топлива.

При хранении ТРТ происходит медленное самопроизвольное разложение нитроцеллюлозы. Выделяющиеся при этом окислы азота ускоряют химический процесс разложения, в результате чего увеличивается как взрывоопасность, так и склонность заряда к растрескиванию. Этот процесс усиливается при повышении температуры заряда. Для увеличения химической стойкости в период хранения в топливо вводят стаб и л и з и р у ю щ и е д о б а в к и. Соединяясь с выделяющимися окислами азота, они превращают их в химически нейтральные вещества. В качестве стабилизаторов применяют этилцентралит $C_{17}H_{20}ON_2$ и дифениламин $C_{12}H_{11}N$.

Весь допустимый срок хранения заряда подразделяется на период химически безопасного хранения и период хранения, в течение которого изменение характеристик топлива является допустимым с точки зрения применения РДТТ по назначению. Для некоторых топлив период химически безопасного хранения при заданной температуре определяется как время, в течение которого израсходуется половина начального

содержания специальных стабилизирующих присадок. Срок хранения зарядов, содержащих стабилизаторы, достигает 15...20 лет.

Для увеличения скорости горения в топливо вводят присадки, называемые катализаторами. В качестве катализаторов используют окислы свинца и титана, сернистый калий и др. Они позволяют увеличить скорость горения в 1,5...2,0 раза по сравнению с нормальной, т.е. соответствующей данному топливу. Кроме того, они способствуют повышению устойчивости горения при минимальном давлении в камере сгорания.

Для уменьшения взрывоопасности и снижения скорости горения в топливо могут добавляться флегматизаторы. В качестве последних могут использоваться, например, некоторые органические смолы. С помощью флегматизаторов можно снизить скорость горения в 1,5...2,0 раза.

Для улучшения термопластичности топлива в его состав вводят так называемые пластификаторы - воск, вазелин, минеральные масла и др. Они увеличивают эластичность зарядов и уменьшают их чувствительность к детонации.

С целью уменьшения гигроскопичности нитроцеллюлозы в топливо вводят диэтил- и дибутилфталаты - жидкости, способствующие желатинизации.

Некоторые добавки выполняют сразу несколько функций. Так, например, вазелин, используемый как пластификатор, оказывает также стабилизирующее действие, а такие стабилизаторы, как централит и дифениламин, выполняют в определенной степени функции катализаторов горения.

В некоторых случаях в топливо вводят также технологические добавки, облегчающие процесс прессования зарядов, а также красители (сажу). Это способствует увеличению лучистого теплового потока от очага пламени к заряду. Количество сажи составляет обычно 0,05...0,2%. Следует отметить, что наличие добавок приводит к некоторому ухудшению энергетических характеристик.

Двухосновные топлива, содержащие нитроцеллюлозу и нитроглицерин, подразделяются на баллистические - с низким содержанием азота и кордиты - с высоким содержанием азота (до 13%).

Состав некоторых типичных двухосновных топлив приведен в табл. 3.1. Значения скорости горения здесь приведены для $P_{\text{ж}} = 7,0$ МПа, а удельный импульс для $\frac{P_{\text{ж}}}{P_{\text{а}}} = 70$, что является характерным для РДТТ.

Таблица 3.1

Топливо	Нитроцеллюлоза, %	Нитроглицерин, %	Динитроглицерин, %	Добавки, %	Плотность ρ , г/см ³	Скорость горения, мм/с	Температура T_k , К	Показатель γ	Удельный импульс $I_{уд}$, м/с	Пределы P_k , МПа	Рабочий диапазон $T_{гор}$, °С	Показатель V
JPN	51,5	43	-	5,5	1,62	16,77	3085	1,21	2431	> 2	-30 +60	0,69
SC	49,5	41,5	-	9	1,57	7,79	2553	1,24	2287	2-21	-30 +50	0,69
H	57	28	11	4	1,6	9,06	2371	1,25	2217	> 4	-40 +50	0,6
HM-2	54	27	15	4	1,6	9,06	2351	1,24	2193	> 3	-40 +50	0,6

Преимуществом двухосновных топлив является бездымность их продуктов сгорания. Их недостаток – более низкий, по сравнению со смешевыми топливами, удельный импульс и ограниченный диапазон скоростей горения.

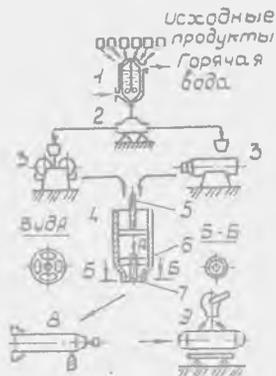
Процесс изготовления двухосновных топлив рассмотрен на схеме, представленной на рис. 3.1.

Исходные компоненты – нитроцеллюлозу, нитроглицерин и необходимые добавки помещают в лопастной смеситель 1, где они перемешиваются в водной среде. Никаких химических процессов при этом не происходит. Идет пропитка нитроцеллюлозы растворителями-пластификаторами и частичное их растворение. Затем масса освобождается от воды в центрифуге 2. После этого она подается на цилиндрические вальцы (Коландры) 3, через которые пропускается несколько раз. Под действием повышенного давления и температуры между вальцами ускоренно протекает процесс желатинизации нитроцеллюлозы и испарение остатков воды. Проколандрованная масса выходит после вальцов в виде полотна, которое свертывается в рулоны и передается на пресс 4.

Формирование заряда в виде шашек или заготовок различной формы производится на гидравлическом прессе через соответствующую фильеру 7 с помощью плунжера 5 и матрицы 6. После прессования от-

резают шайки заданной длины и, если это необходимо, обрабатывают на станке 8. На некоторые поверхности, например, торцевые, может наноситься бронирующее покрытие. После контроля 9 от изготовленной партии отбирается часть зарядов, которые подвергаются испытаниям на соответствие требованиям технических условий. Выполнение требований ТУ фиксируется в паспорте на изготовленную партию.

Для получения твердотопливных зарядов, скрепляемых по поверхности с корпусом РДТТ, используется метод отливки. Для скрепления заряда с корпусом внутреннюю поверхность камеры сгорания покрывают тонким слоем эпоксидной смолы, с которой при заливке и отверждении топливная масса образует прочную связь.



Р и с. 3.1. Схема изготовления зарядов двухосновного топлива: 1 - смешиватель; 2 - центрифуга; 3 - валцы; 4 - пресс; 5 - плунжер; 6 - матрица; 7 - станок для мехобработки; 8 - станок для мехобработки; 9 - контроль качества

3.3. Смесевые топлива

Смесевые топлива представляют собой механические смеси твердых окислителей, горючих и различных добавок.

Окислителями обычно служат твердые соли хлорной и азотной кислот, богатые кислородом. Наибольшее распространение в качестве окислителя смесевых ТРТ получил перхлорат аммония NH_4ClO_4 и его производные. Широко используются также перхлорат калия $KClO_4$, нитрат натрия $NaNO_3$ и др.

Применение перхлората аммония позволяет получать топлива с достаточно высокими энергетическими характеристиками. Температура разложения его невысока (~ 723 К), при этом выделяется около 46% свободного кислорода. Скорость горения топлив на основе перхлората аммония находится в пределах от 4 до 20 мм/с и зависит от массового содержания и размеров частиц окислителя. При уменьшении размеров частиц окислителя скорость горения повышается. Но при этом увеличивается вязкость топлива, что усложняет технологию его производства.

Поэтому на практике используется полидисперсный окислитель, содержащий крупно- и мелкодисперсную фракции, причем соотношение этих фракций подбирается таким образом, чтобы обеспечивалась высокая скорость горения при сохранении требуемой вязкости топлива.

Горючее в смесевых топливах, помимо своей основной функции, играет также роль связки. В качестве горючего могут использоваться вещества с органического происхождения, начиная от тяжелых нефтепродуктов (асфальты, битумы) и кончая современными полимерами, такими как полиэфирные, фенольные и эпоксидные смолы, пластмассы (полиамиды, поливинилхлориды и др.), каучуки (полисульфидный, полиуретановый и др.).

Выбор горючего — связующего в основном определяется требованиями получения заданных энергетических и физико-механических характеристик, а также технологией изготовления. Горючее связующее должно иметь высокую удельную теплоту сгорания, обладать хорошей связующей способностью и сохранять эластичность в широком температурном интервале при достаточной механической прочности. Очень хорошими свойствами обладают топлива, в которых в качестве горючего используется полиуретановый каучук. Эти топлива сохраняют эластичность до температуры 223 К (-50°C) и имеют удельный импульс на уровне 2440 м/с и более.

Относительное содержание окислителя и горючего в смесевых топливах может изменяться в довольно широких пределах. Однако для большинства топлив максимум удельного импульса и температуры в камере сгорания получается при содержании горючего-связки до 15%. Содержание кристаллических составляющих окислителя обычно не превышает 85%, так как при большем количестве ухудшаются физико-механические свойства топлива в процессе изготовления и эксплуатации. Кроме того, с увеличением содержания окислителя возрастает склонность некоторых топлив к детонации.

Смесевые топлива без добавок обеспечивают удельный импульс того же порядка, что и двухосновные. Повышение удельного импульса смесевых ТРТ может быть достигнуто за счет введения в него определенного количества металлического горючего. В качестве металлических добавок используются мелкодисперсные порошки алюминия, магния, бериллия, циркония, бора, сплава алюминий-магний и др. Наибольшее распространение получили топлива с добавками алюминия. Количество его увязывают с содержанием остальных компонентов топлива таким образом, чтобы получить наибольший прирост

удельного импульса и плотности и обеспечить необходимые физико-механические свойства. Обычно его вводят до 20% от общей массы. Алюминий легко окисляется в присутствии кислорода воздуха с образованием на поверхности устойчивой окисной пленки, которая снижает активность алюминия. Для повышения активности частиц порошкообразного алюминия их гранулируют, покрывая тонкой полимерной пленкой. Кроме чистых металлов в состав топлива могут вводиться гидриды алюминия, лития, бериллия и др. Гибриды металлов при горении образуют продукты с малой молекулярной массой вследствие высокого содержания водорода. Это способствует повышению удельного импульса. Следует отметить, что применение топлива с присадками бериллия связано с известными трудностями из-за токсичности продуктов сгорания и высокой стоимости исходного продукта — бериллия.

Введение в топливо металлических добавок повышает удельный импульс на $\Delta I_y = 100 \dots 400$ м/с. Плотность металлизированных смесевых топлив может достигать $1,7 \dots 1,8$ г/см³.

В смесевые топлива, так же как и в двухосновные, вводят различные технологические добавки для улучшения их свойств.

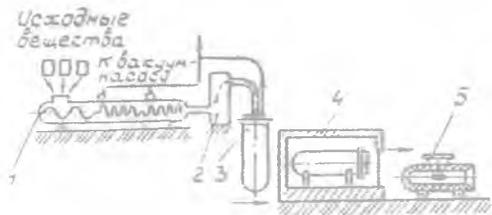
Применение катализаторов позволяет существенно увеличить скорость горения. В качестве катализаторов используются окислы различных металлов, например, меди, хрома, железа, фториды, соли хромовой и метакромовой кислот, металлоорганические соединения. Эффективным оказалось применение комбинации нескольких катализаторов.

При необходимости замедлить скорость горения в топливо вводят такие соединения, как двуокись магния и трехфтористый бром, называемые ингибиторами.

За счет введения специальных добавок улучшают также технологические качества топлив, уменьшают эффективность факела и дымообразование за соплом.

Производство смесевых топлив может вестись по различным технологиям, но в любом случае процесс начинается перемешиванием в смесителе тонкодисперсных окислителя, металлизированного горючего и специальных добавок с горючим-связующим в виде жидковязкой системы. Производство зарядов может вестись либо циклическим, либо непрерывным способом. Схема изготовления топливного заряда непрерывным способом представлена на рис. 3.2.

Между топливными компонентами в процессе перемешивания и в дальнейшем не происходит химических взаимодействий. Горючее-связующее, первоначально представляющее собой мономер, под воздейст-



Р и с. 3.2. Схема изготовления заряда смесового топлива непрерывным способом: 1 - смеситель, 2 - анализатор качества смеси, 3 - контейнер, 4 - термостат, 5 - дефектоскоп

ля качества смеси она загружается в контейнер 3. Для удаления пузырьков воздуха смешение компонентов и заливка топлива выполняются с вакуумированием. Заливка может производиться либо непосредственно в корпус ракеты, либо в специальную форму, если заряд изготавливается отдельно от корпуса. После заливки топливо выдерживается в термостате 4 при повышенной температуре и избыточном давлении. Время полимеризации в зависимости от принятого технологического процесса может длиться от нескольких часов до нескольких суток. Скорость полимеризации заряда существенно влияет на его качество. При больших скоростях охлаждения возможно растрескивание заряда. После окончания полимеризации осуществляется контроль качества заряда как путем визуального осмотра, так и различными методами дефектоскопии (рентген, ультразвук, гамма-дефектоскопия и др.).

Наибольшее распространение получили следующие способы изготовления топливных зарядов, скрепленных с корпусом двигателя:

непосредственная заливка топливной массы в подготовленный корпус двигателя;

вклеивание готового заряда в разъемный корпус двигателя;

обмотка готового заряда стеклолентой, пропитанной смолой с последующей полимеризацией.

Обмотка ведется до получения заданной толщины слоя стеклоленты, которая выполняет роль корпуса РДТТ.

Заряды смесового топлива могут также изготавливаться методом прессования.

вием каталитических добавок начинает полимеризоваться. При этом происходит разогрев массы. Для замедления процесса полимеризации стенки смесителя охлаждаются водой. Горючесвязующее в процессе перемешивания обволакивает и связывает частицы окислителя и металлического порошка. После перемешивания и контро-

Смесевые топлива имеют ряд преимуществ по сравнению с двухосновными. Они дешевле, технологичнее, позволяют создавать заряды, плотно прилегающие к оболочке. При наличии металлических добавок они обеспечивают больший удельный импульс, позволяют путем изменения рецептуры получить более широкий диапазон эксплуатационных условий, в которых сохраняются удовлетворительные качества топлива. Характеристики некоторых смесевых топлив приведены в табл. 3.2 (для $P_k/P_a = 70$).

Таблица 3.2

Топливо	Смесь, г	Горючее	Масса, г	Добавки, %	Центростремительная сила, Г/см ³	Скорость горения, м/с	Температура, К	Показатель η	Удельный импульс, м/с	Процент P_k , %	Рабочий диапазон давления, Па	Показатель V
ARCIT-3002	Перхлорат аммония 70%	Диметилгидрат I2	Алюминий 16		1,82	5,1	3642	1,13	2564	$\geq 0,14$	-40 +55	
ARCIT-3750	Перхлорат аммония 58,5%	Диметилгидрат I0,7%	Алюминий 21	0,69	1,77	8,9	3324	1,12	2532	$\geq 0,14$	-13 +50	
EREC	Тетрагидроэтан 52,3%, тетрагидрофуран 21,5%, каучук IБХ		Бор II,2%		1,74	27,6	4302	1,18	2865	$\geq 0,14$	-50 +55	

3.4. Пути совершенствования твердых ракетных топлив

Основные задачи совершенствования твердых топлив – это увеличение удельного импульса и плотности их при сохранении или улучшении физико-механических свойств зарядов. В особенности это относится к повышению эластичности топлив, что позволяет обеспечить их работоспособность при отрицательных температурах и в условиях повышенных деформаций корпусов двигателей, с которыми скрепляются заряды.

Улучшение характеристик топлив может быть достигнуто путем замены основных компонентов существующих топлив более эффективными. В этом отношении более перспективными являются смесевые топлива.

Двухосновные топлива можно несколько улучшить по уровню удельного импульса за счет введения в них металлического порошка. Возможно применение топлив смешанного типа, включающих в себя элементы как смесевых, так и двухосновных топлив. К этой группе может быть отнесено модифицированное двухосновное топливо, в состав которого входят пластифицированная нитроцеллюлоза — нитрозол (5–20%), нитроглицерин (25–40%), перхлорат аммония (40–50%) и порошкообразные металлические присадки (до 20%). Это топливо называется также нитрозольным. У него более высокое значение удельного импульса, чем у двухосновных и некоторых смесевых топлив. Недостаток его заключается в том, что продукты сгорания имеют более высокую температуру, чем у смесевых полибутадиеновых и полиуретановых ТРТ.

Совершенствование смесевых топлив идет по пути изыскания более эффективных окислителей, горючих—связующих и металлов. Рецептура топлив подбирается таким образом, чтобы улучшить какую-либо характеристику топлива без ухудшения остальных. Например, более высокие характеристики по $I_{уд}$ можно получить путем замены перхлората аммония NH_4ClO_4 на перхлорат нитрония NO_2ClO_4 , дихлорид гидразина $N_2H_6(ClO_4)_2$ и др. Но недостатком перхлората нитрония и других более эффективных окислителей является их нестабильность, взрывоопасность и плохая совместимость с применяющимися в настоящее время горючими—связующими. Для повышения энергетических характеристик топлива при одновременном снижении содержания дымовых частиц в продуктах сгорания в последнее время созданы смесевые топлива, окислителями которых являются нитроамини: октоген $C_4H_8O_8N_8$ и гексоген $C_3H_6O_6N_6$. Удельный импульс ТРТ на основе гексогена выше, а температура горения ниже, чем у смесевых топлив на основе перхлората аммония NH_4ClO_4 . Продукты сгорания этого топлива не содержат соляной кислоты, частиц углерода и практически не образуют дымного следа, что затрудняет возможность уничтожения ракеты средствами ПРО. При горении таких ТРТ "первичный дым" не образуется, а "вторичный дым", образующийся в присутствии водяного пара, появляется лишь при температуре окружающей среды ниже $-30^{\circ}C$. Однако при увеличении содержания октогена в топливе и уменьшении размера его частиц ухудшаются механические свойства ТРТ. Одновременно снижается полнота сгорания алюминия.

Следует отметить, что повышение скорости горения смесевых топлив может быть достигнуто и за счет технологических мероприятий, так повышение дисперсности окислителя существенно увеличивает скорость горения.

Повышение эффективности горючих идет по пути создания новых связующих и замены алюминия другими добавками. Перспективно, например, использование синтетических горючих, в которых металлические элементы химически связаны с другими элементами.

3.5. Смешанные ракетные топлива

Смешанным топливом применительно к ракетным двигателям называется топливо, компоненты которого находятся в разном фазовом состоянии, причем один из компонентов является твердым, а другой — жидким или газообразным. Двигатели, использующие это топливо, называются гибридными (ГРД) или ракетными двигателями смешанного топлива (РДСТ). Характерной их особенностью является горение заряда твердого горючего или окислителя при омывании его поверхности вторым компонентом, находящимся в жидком или газообразном состоянии.

Существенным достоинством ГРД является возможность использования в них таких компонентов топлива, которые не могут применяться в двигателях других схем. Связано это с тем, что максимальная величина произведения $J_{уд} \rho_f$, а следовательно, и максимальная конечная скорость полета ракеты, может быть достигнута, в принципе, при использовании компонентов топлива, находящихся в различном агрегатном состоянии. В то же время ряд твердых компонентов топлива, обладающих хорошими энергетическими характеристиками и высокой плотностью, по условиям совместимости не могут быть использованы в качестве топлива РДТТ. Кроме того, в ГРД представляется возможным обеспечить оптимальное соотношение горючего и окислителя, что практически не может быть достигнуто в РДТТ. Таким образом, по уровню удельного импульса ГРД приближаются к лучшим ЭРД, но при этом плотность смешанных топлив значительно превосходит плотность топлив, состоящих только из жидких компонентов. В то же время ГРД обладают хорошими эксплуатационными характеристиками, несколько уступая в этом отношении РДТТ, но превосходя ЭРД.

ГРД по своему конструктивному исполнению отличаются большим разнообразием, но, принципиально, все их можно подразделить на два основных типа — двигатели, выполненные по прямой схеме —

4 е, когда в камере сгорания размещается заряд твердого горючего, а окислитель является жидким или газообразным, и двигателя об- р а т н о й с х е м ы, когда заряд, размещаемый в камере сго- рания, представляет собой твердый окислитель, вступающий в реакцию с жидким или газообразным горючим.

К настоящему времени большее распространение получили двигатели прямой схемч. Они лучше разработаны и позволяют получить более высокий удельный импульс. Кроме того, потребный объем горючего обыч- но меньше потребного объема окислителя, что позволяет в случае пря- мой схемы иметь более компактную камеру сгорания, находящуюся под высоким давлением.

Общие требования к топливам ГРД совпадают с общими требовани- ями к топливам других типов ракетных двигателей. В качестве специ- фических требований можно выделить следующие:

самовоспламеняемость компонентов топлива;

возможность использования жидкого компонента для охлаждения сопла;

определенный закон скорости газификации твердого компонента, обеспечивающий заданные условия компоновки двигателя и его регули- рования.

3.5.1. Окислители

В качестве жидких окислителей в ГРД могут быть использованы практически все окислители, которые применяются или рассматриваются как возможные для применения в топливах ЖРД. Весьма эффективным и удобным для использования в ГРД является такой окислитель как пе- рекись водорода H_2O_2 . Она, как известно, способна к быстрому ката- литическому разложению с образованием горячего окислительного га- за, который может использоваться в камере сгорания ГРД в реакции с твердым горючим.

Современные твердые окислители содержат в качестве основного окисляющего элемента кислород, а иногда — некоторое количество хло- ра. Твердые соединения фтора существуют, но количество свободного фтора в них незначительно и поэтому в качестве твердых окислителей они не применяются. Большинство твердых окислителей представляют со- бой либо нитраты, либо перхлораты элементов (натрия, калия, лития) или групп (аммония, гидразина, нитрония).

Некоторые из твердых окислителей при повышенных давлениях спо- собны к самостоятельному горению. Перхлорат аммония горит без ка-

них-либо добавок при давлениях свыше 2,2 МПа. В определенных условиях (повышенное давление, наличие примесей) горение твердых окислителей может перейти во взрыв. Все твердые окислители представляют собой кристаллические порошки, и изготовление из них шашек с необходимыми механическими свойствами затруднительно. Поэтому при производстве зарядов твердого окислителя бывает необходимым введение в его состав некоторого количества горючего-связующего (каучуков, смол). Имеется твердый окислитель, содержащий 90% перхлората аммония и 10% добавок.

3.5.2. Горючие

В качестве жидких горючих ГРД могут быть использованы практически все, как криогенные, так и высококипящие горючие ЖРД. Наиболее пригодными из них являются жидкий водород H_2 , гидразин N_2H_4 , несимметричный диметилгидразин $N_2H_2(CH_3)_2$, керосин, пентаборан B_5H_9 . Последнее горючее неудобно для употребления из-за высокой токсичности и способности к самовоспламенению на воздухе. Но в последнее время найдены присадки, повышающие более чем на 100° его температуру самовоспламенения.

В качестве твердых горючих могут применяться самые различные вещества и, в первую очередь, полимерные соединения, которые используются в твердых топливах как горючие-связующие. В настоящее время в США разработана и применяется ракета "АМРОК" для выведения коммерческих грузов, на которой установлены гибридные двигатели. В качестве горючего в них используется твердый синтетический углеводород полибутадиев, а в качестве окислителя - жидкий кислород, вытесняемый гелием.

Для улучшения энергетических характеристик твердых горючих в них добавляются такие металлы как алюминий, бериллий, бор, литий. Но применение чистых металлов неудобно по ряду причин. Так, литий легко плавится ($T_{пл} = 459\text{ K}$), бериллий имеет высокую теплопроводность и поэтому температуру его поверхности трудно поднять до температуры воспламенения и т.д. Поэтому считается, что лучше использовать в качестве горючих не чистые металлы, а их соединения и, в первую очередь, гидриды - LiH, BeH_2, AlH_3 .

Весьма перспективной является стабильная топливная композиция гидрид бериллия BeH_2 + перекись водорода H_2O_2 . Ее характеристики в сравнении с жидким ракетным топливом водород + кислород приводятся в табл. 3.3 (для условий $p_k = 10\text{ МПа}$, $\epsilon = 1000$).

Т а б л и ц а 3.3

Горючее	Окислитель	α	K_m , кг·с ² /кг·г°	T_k , К	$T_{y.p.}$, м/с	ρ , г/см ³
BeH_2	98% H_2O_2	0,3	1,868	3488	4313	0,9936
H_2	O_2	0,7	5,556	3448	4545	0,3450

Из топлив обратной схемы (твердый окислитель, жидкое горючее) высокими энергетическими характеристиками обладает топливная пара перхлорат нитрония NO_2ClO_4 + гидразин N_2H_4 , удельный импульс которой примерно на 4% выше, чем у штатного долгохраняемого топлива ЖРД НДМГ + N_2O_4 . При этом плотность гибридного топлива состав- ляет 1,45 г/см³ по сравнению с 1,18 г/см³ для жидкого ракетного топлива.

Так как многие гибридные топлива содержат значительное коли- чество металла, то для уменьшения потерь удельного импульса важно обеспечить достаточно полное сгорание металла и иметь малые потери при течении двухфазных продуктов сгорания в сопле.

Библиографический список

1. А л е м а с о в В.Е., Д р е г а л и н А.Ф., Т и ш и н А.П. Теория ракетных двигателей. М.: Машиностроение, 1989. 457 с.
2. Б е л я е в Н.М., Б е л и к Н.П., У в а р о в Е.И. Реак- тивные системы управления космических летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1979. 230 с.
3. В о л к о в Е.Б., М а з и н г Г.Ю. Ракетные двигатели на комбинированном топливе. М.: Машиностроение, 1973. 148 с.
4. Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сго- рания: Справочник в 10 т. /Под ред. В.П.Г л у ш к о. АН СССР. 1971-1979 гг.
5. Технические условия ТУ 51-03-03-85.
6. Т и м н а т Т. Ракетные двигатели на химическом топливе. М.: Мир, 1990. 292 с.
7. Ф а х р у т д и н о в И.Х., К о т е л ь н и к о в А.В. Конструкция и проектирование ракетных двигателей твердого топлива. М.: Машиностроение. 1987. 325 с.

8. Ш е в е л ъ к М.И. Теоретические основы проектирования жидкостных ракетных двигателей. М.: Оборонгиз, 1960. 683 с.

9. Ш т е х е р М.С. Топлива и рабочие тела ракетных двигателей. М.: Машиностроение, 1976. 301 с.

10. *ALS contractors concentrate on expendable, reusable designs. Aersp. Daily, 1989, 150, № 56, с. 463-464.*

11. *Amroc's first lunch this year (Furnis Tim), Flight Int, 1989, 135, № 4169, с. 40.*

12. *Andrews David. Advantages of hydrogen peroxide as a rocket oxidant. J. Brit. Interplanet Soc., 1990, 43, № 7, с. 319-328.*

13. *Cohen W. New horizons in chemical propulsion Astronautics/Aeronautics, 1973, № 12, с. 46-51.*

14. *Hannum N., Везкоpec F., Fueling the National Aerospace plane with Slush hydrogen, AIAA. Pap., 1989, № 5014, с. 1-11.*

Приложение

Важнейшие физические свойства
основных окислителей и горючих ВРТ

Наименование компонента	Химическая формула	$T_{пл.}$ К	$T_{кип.}$ К	Плотность $\rho, г/см^3$	Вязкость сП	Упругость паров, кПа	Токсичность (условно)
Кислород	O_2	46	90,2	1,14	0,87/90	101,1/90	-
Перекись водорода	H_2O_2	271	424	1,45	1,3/290	0,2/290	+
Азотная кислота	HNO_3	231,5	359	1,50	2,0/270	1,5/270	+
Азотный тетраксид	N_2O_4	262	294,2	1,47	0,44/288	78,7/288	+++
Фтор	F_2	55,2	85,2	1,55	0,257/85	101,1/85	++++
Дифторид кислорода	OF_2	49,4	128,4	1,59	0,294/126	-	+++
Трифторид хлора	ClF_3	197	285	1,81	4,78/197	-	+++
Озон	O_3	89	163	1,46	1,55/93	-	+++
Водород	H_2	14	20,4	0,071	0,053/20,4	101,4/20,4	-
Керосин	-	121	333	0,82- 0,86	1,6/288	1,53/288	+
Спирт этиловый	C_2H_5OH	158,6	352	0,8	1,4/293	-	-
Гипразин	N_2H_4	274,7	386,7	1,01	1,12/283	-	+
НДМГ	$N_2H_2(CH_3)_2$	216	336	0,79	0,51/298	21/298	+

Примечания. 1. Знак (+) означает: токсичность компонента проявляется; знак (!) - действие усилено; знак (-) - токсичность не проявляется.

2. В знаменателе дроби дана температура, которой соответствует указанное свойство компонента.

Контрольные вопросы

К разд. "Жидкие ракетные топлива"

1. Что понимается под жидким ракетным топливом (ЖРТ) и какие виды ЖРТ Вам известны?
2. Что понимается под горючим и окислителем ЖРТ?
3. Что такое соотношение компонентов топлива и коэффициент избытка окислителя?
4. Как можно классифицировать ЖРТ?
5. Сформулируйте основные требования к ЖРТ.
6. Охарактеризуйте основные окислители ЖРТ.
7. Дайте характеристику жидкому кислороду.
8. Дайте характеристику четырехокиси азота.
9. Дайте характеристику перекиси водорода.
10. Охарактеризуйте основные горючие ЖРТ.
11. Дайте характеристику углеводородным горючим.
12. Дайте характеристику азотно-водородным горючим.
13. Дайте характеристику жидкому водороду.
14. Назовите наиболее широко применяемые в настоящее время топливные композиции и кратко охарактеризуйте их.
15. Что понимается под унитарными топливами и каковы их особенности?
16. Какие пути совершенствования жидких ракетных топлив Вам известны?
17. В чем смысл применения трехкомпонентных топливных композиций и каковы особенности их реализации?

К разд. "Твердые и смешанные ракетные топлива"

1. Сформулируйте основные требования к ТРТ.
2. Какие виды ТРТ Вам известны?
3. Охарактеризуйте двухосновные твердые топлива.
4. Какие добавки вводятся в твердые топлива помимо основных компонентов и с какой целью?
5. В чем заключается метод изготовления двухосновных топлив?
6. Охарактеризуйте смешанные твердые топлива.
7. В чем заключается метод изготовления смешанных твердых топлив?

8. Какие пути совершенствования твердых ракетных топлив Вам известны?

9. Что такое смешанные ракетные топлива и каковы их особенности?

10. Какие окислители могут использоваться в гибридных ракетных двигателях прямой и обратной схем?

11. Какие горючие могут использоваться в гибридных ракетных двигателях прямой и обратной схем?

С О Д Е Р Ж А Н И Е

Основные сокращения, условные обозначения, индексы	3
I. Общие сведения о ракетных топливах	5
2. Жидкие ракетные топлива	7
2.1. Классификация жидких ракетных топлив, понятия компонентов топлива, горючего и окислителя	7
2.2. Требования к жидким ракетным топливам	11
2.3. Основные окислители	15
2.4. Основные горючие	19
2.5. Характеристики основных применяемых топлив	24
2.6. Унитарные топлива	26
2.7. Пути совершенствования жидких ракетных топлив. Перспективные топлива	27
3. Твердые и смешанные ракетные топлива	32
3.1. Требования к твердым ракетным топливам ...	32
3.2. Двухосновные топлива	35
3.3. Смесевые топлива	39
3.4. Пути совершенствования твердых ракетных топлив	43
3.5. Смешанные ракетные топлива	45
Библиографический список	48
П р и л о ж е н и я	50

К о н д р у с е в Виктор Семенович

РАКЕТНЫЕ ТОПЛИВА

Редактор Т.К.К р е т и н и н а
Техн.редактор Г.А.У с а ч е в а
Корректор Н.С.К у п р и я н о в а

Подписано в печать 31.01.93. Формат 60x84^I/16.
Бумага офсетная. Печать офсетная.
Усл.печ.л. 3,25. Усл.кр.-отт. 3,37. Уч.-изд.л. 3,02.
Тираж 300 экз. Заказ № 32. Арт. С-5/93.

Самарский государственный аэрокосмический
университет имени академика С.П.Королева
443086 Самара, Московское шоссе, 34.

Участок оперативной полиграфии ИПО Самарского
государственного аэрокосмического университета.
443001 Самара, ул. Ульяновская, 18.